

УДК 621.396.946

DOI: 10.22213/2413-1172-2025-2-76-87

Наведение наземной антенны на спутник связи с круговой орбитой

И. О. Малышонков, аспирант, ИжГТУ имени М. Т. Калашникова, Ижевск, Россия

К. В. Шишаков, доктор технических наук, доцент, МИРЭА – Российский технологический университет, Москва, Россия

А. В. Савельев, доктор технических наук, профессор, Санкт-Петербургский институт внешнеэкономических связей, экономики и права, Санкт-Петербург, Россия

Рассмотрены два взаимодополняющих процесса наведения главного узкого луча радиоантенны на выбранный спутник связи: начальная угловая выставка луча в направлении спутника и его сопровождение лучом с целью улучшения условий радиообмена. В качестве платформы установки антенны выбрано опорно-поворотное устройство с управлением по двум угловым координатам – углу азимута и углу высоты. При этом установка опорно-поворотного устройства может быть выполнена на покоящейся и на движущейся наземной платформе. В качестве спутника связи выбраны варианты геостационарного и низкоорбитального спутников. Получены и обсуждаются расчетные формулы для обеспечения следующих важных и часто встречающихся на практике режимов наведения наземной антенны на спутники связи с круговой орбитой: выставка углового направления главного луча наземной антенны на геостационарный спутник связи; наведение главного луча перевозимой антенны на геостационарный спутник связи; начальная выставка углового направления луча стационарной наземной антенны для захвата низкоорбитального спутника связи; наведение главного луча наземной антенны на движущийся низкоорбитальный спутник связи; наведение главного луча перевозимой антенны на низкоорбитальный спутник связи. За базовую математическую модель выбраны известные зависимости, соответствующие режиму неведения опорно-поворотного устройства антенны на геостационарный спутник связи. Введение соответствующих замен позволило обобщить их и на все другие перечисленные режимы наведения. Для получения начального представления о требованиях к системе наведения в статье приведены некоторые иллюстративные расчеты. В целом раскрытие материала статьи проведено с точки зрения интересов разработчика опорно-поворотного устройства для реализации эффективного наведения антенны на спутник связи по углам азимута и высоты.

Ключевые слова: наведение луча антенны, опорно-поворотное устройство, управление по углам азимута и высоты, геостационарный спутник, низкоорбитальный спутник связи.

Введение

В последнее время сегмент спутниковых каналов радиосвязи активно расширяется, так как такая связь позволяет наземным пользователям обмениваться информацией из любых районов Земного шара, недоступных для использования сотовой связи [1–3]. На наиболее распространенных круговых орбитах кроме традиционных радиоканалов передачи информации через геостационарные спутники [4–6] стремительно развиваются более удобные для широкого круга пользователей каналы радиосвязи с сетями (плотными и редкими) низкоорбитальных спутников [7–10] связи и отдельными специализированными низкоорбитальными спутниками. При этом для полярных

районов сохраняется востребованность и в спутниках связи на эллиптических орбитах [11].

Достаточно продолжительный интерес к данному направлению радиообмена отражается в том, что в настоящее время общие вопросы теории спутниковых систем связи считаются уже достаточно подробно описанными в технической литературе [12]. С точки зрения развития современных практических приложений внимание разработчиков новых спутниковых радиоканалов сместилось в сторону улучшения их эксплуатационных характеристик, включая расширение широкополосности и уменьшение энергозатратности радиотерминалов [13, 14]. Это связано с востребованностью и непрерывным совершенствованием абонентских терми-

налов спутниковой связи [15–18], режимы которых расширяются и подстраиваются под разные условия работы. В них для обеспечения надежных каналов радиосвязи применяются как традиционно используемые направленные антенны (параболические антенны или антенны типа волнового канала) с механическим наведением на спутник связи, так и менее габаритные активные фазированные антенные решетки (АФАР) с режимами электронного сканирования луча, что позволяет исключить дополнительные устройства механического наведения антенны. При этом в обоих случаях наведение главных лучей антенн обычно традиционно выполняется по углам азимута и высоты. В последнее время для синтеза подобных систем наведения наибольшее значение имеют нейросетевые алгоритмы слежения за целью [19].

В данной статье, посвященной наведению главного луча радиоантенны на выбранный спутник связи, рассматриваются два взаимодополняющих режима. Во-первых, начальная угловая выставка главного луча антенны в направлении на спутник связи или на ожидаемую зону его появления с последующим радиозахватом сигнала. Во-вторых, эффективное сопровождение спутника лучом антенны, позволяющее улучшить условия радиообмена и понизить энергозатратность радиотерминалов.

При этом особую важность этап сопровождения приобретает в задачах удержания спутникового канала радиосвязи в условиях расположения наземного терминала на быстроманеврирующих подвижных платформах (поездах, автомобилях, морском транспорте и др.). Применительно к стационарно установленным узконаправленным антеннам второй режим становится востребованным при сопровождении низкоорбитальных спутников связи с малым временем их нахождения в области радиовидимости.

Цель настоящей статьи – рассмотрение процессов наведения узконаправленного главного луча антенны наземного терминала на спутники связи с круговой орбитой в различных встречающихся на практике эксплуатационных условиях.

Постановка задачи

Выбраны следующие основные варианты постановки задач исследования с последовательным усложнением условий радиосвязи.

1. Угловая выставка главного радиолуча антенны на геостационарный спутник связи или на ожидаемую зону появления низкоорбитального спутника.

2. Сопровождение низкоорбитального спутника связи стационарно установленным наземным терминалом.

3. Удержание направления луча антенны на геостационарные и низкоорбитальные спутники связи при перемещении пользовательского терминала по сложной траектории или местности (например, с частыми поворотами, подъемами и спусками).

Рассмотрение данных задач выполняется с точки зрения разработчика опорно-поворотного устройства (ОПУ), предназначенного для наведения антенны на спутники связи по углам азимута и высоты. Для получения важных математических зависимостей использовалась общепринятая методика расчета углов азимута и высоты направления главного луча наземной антенны на орбитальные спутники связи [20].

Влияние высоты орбиты спутников связи на постановку задач наведения антенны наземного терминала

Известно, что период обращения спутника (космического аппарата КА) по круговой орбите вокруг Земли зависит от высоты орбиты $h_{КА}$ над поверхностью Земли:

$$\begin{aligned} T_{об} &= 2\pi/\omega_{КА}; \\ \omega_{КА} &= \left[\mu / (R_3 + h_{КА})^3 \right]^{1/2} = \\ &= \left[\mu / R_3^3 \right]^{0.5} / (1 + \delta h)^{1.5} = \\ &= 0,00124 / (1 + \delta h)^{1.5} \text{ рад/с}, \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная; $R_3 = 6378 \text{ км}$ – радиус Земли; $\delta h = h_{КА} / R_3$.

При этом геостационарные спутники связи относительно наземного терминала являются неподвижными с известными наземными координатами, так как они располагаются в плоскости экватора на высоте примерно 36000 км и имеют угловую скорость, равную угловой скорости собственного вращения Земли. Поэтому для стационарно установленной антенны наведение на них ограничивается только этапом угловой выставки главного луча.

В свою очередь, низкоорбитальные спутники связи имеют малые периоды обращения $T_{об}$ и еще меньшие интервалы радионаблюдения T_n из-за их быстрого ухода за горизонт. Поэтому для наземного радиотерминала требуется разработка как режима радиозахвата спутника, так и режима его сопровождения. Например, для высоты орбиты $h_{КА} = 400 \text{ км}$, проходящей через

плоскость установки антенны (что соответствует наиболее продолжительной видимости спутника) из формулы (1) и простых вычислений имеем

$$\begin{aligned} T_{об} &= 97 \text{ мин}; T_n = (\gamma_n / 2\pi) T_{об} = 10 \text{ мин}; \\ \gamma_n &= 2 \arccos \left[R_3 / (R_3 + h_{КА}) \right] = \\ &= 2 \arccos \left[1 / (1 + \delta h) \right] = \\ &= 0,69 \text{ рад} = 39 \text{ угл. град}, \end{aligned} \quad (2)$$

где для простоты пренебрегли значительно более медленной собственной скоростью вращения Земли; γ_n – угловой сегмент видимости спутника, отсчитываемый относительно центра Земли.

С обзором перспективных низкоорбитальных спутниковых систем широкополосного доступа можно познакомиться в статье [21], в которой среди зарубежных систем выделены: Starlink (США, эксплуатация); G60 Starlink (Китай, план); Guowang (Китай, план); OneWeb (Великобритания, начало эксплуатации); IRIS (ЕС, план); TelesatLightspeed (Канада, план); Kuiper (США, план); Rivada (США, план). Отмечена также отечественная система «Рассвет» (РФ, план), которая является проектом ООО «Бюро 1440»; уже запущены по три экспериментальных спутника в 2023 и 2024 гг.

Высоты КА перечисленных и других низкоорбитальных спутниковых систем можно найти на соответствующих сайтах интернета (<https://prokosmos.ru>; <https://satcomrus.ru> и др.). Так, например, средняя высота орбит КА Starlink составляет 550 км, причем в начале 2024 г. кампании SpaceX было отказано в заявке на переход на еще более низкие орбиты 340...360 км. В то же время орбиты КА спутниковой системы OneWeb выбраны на высоте 1200 км.

В свою очередь, для отечественных систем радиосвязи высоты орбит КА «Гонец-М», «Гонец 2.0» составляют 1500 км, а в проекте «Гонец МКА» – 585 км. В федеральный проект «Сфера» включены спутниковые системы связи «Ямал», «Экспресс-РВ», «Экспресс», «Скиф», «Марафон». Наиболее низкоорбитальной из них станет полномасштабная орбитальная группировка «Марафон IoT» из 264 КА на круговой орбите высотой 750 км, где они распределятся по 12 плоскостям с приполярным наклонением.

Так как период обращения низкоорбитальных спутников намного меньше 24 ч (см. (2)), для упрощения расчетных формул по наведению антенн собственным вращением Земли можно пренебречь.

В то же время для среднеорбитальных КА с высотой орбиты более 2000 км этого делать не следует. В качестве примера среднеорбитальных спутников связи можно привести систему «Скиф», создаваемую в рамках федеральной программы «Сфера». Она должна включать по четыре КА в трех орбитальных плоскостях на высоте 8070 км.

Таким образом, разработчику ОПУ для наведения луча антенны на низкоорбитальные и среднеорбитальные КА потребуется разработка режимов наведения для двух этапов: 1) начальная угловая выставка главного луча антенны в область захвата спутника связи; 2) сопровождение достаточно быстро перемещающегося спутника связи относительно положения антенны. В случае установки антенны на подвижную платформу добавится режим компенсации угловых перемещений платформы.

Выбор систем координат наземной антенны

За абсолютную систему координат (СК) традиционно принимается абсолютная экваториальная система координат $O_3 X_A Y_A Z_A$, связанная с небесной сферой (рис. 1, а), где O_3 – центр Земли; $X_A Y_A$ – плоскость экватора Земли; Z_A – ось мира (направлена на север); направление X_A совпадает с направлением на точку весеннего равноденствия γ .

За собственную СК Земли выбирается связанная с ней СК $O_3 X_3 Y_3 Z_3$ (рис. 1, а), в которой $Z_3 = Z_A = N$ (север); ось X_3 лежит в плоскости меридиана, проходящего через точку места O (точку расположения антенны), а экваториальная плоскость $X_3 Y_3$ вращается вместе с Землей с угловой скоростью $\Omega_3 = 360 \text{ угл. град} / 24 \text{ ч} = 15 \text{ угл. град} / \text{ч} = 7,3 \cdot 10^{-5} \text{ рад/с}$ (уточненное значение $\Omega_3 = 15,041 \text{ угл. град/ч}$).

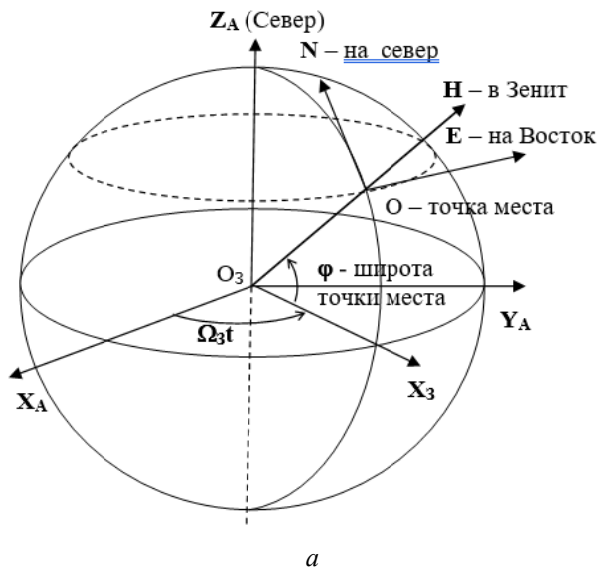
Положение антенны на поверхности Земли (точка места O) традиционно задается двумя углами φ_A, λ_A , где широта точки места φ_A отсчитывается относительно положения экватора, а долгота λ_A – относительно нулевого меридиана; нижний индекс указывает на принадлежность к антенне.

Кроме того, с положением наземной антенны также связывается географическая система координат точки места $OENH$ (рис. 1, а). Ее плоскость EN является касательной плоскостью к поверхности Земли, а плоскость NH совпадает

с меридиональной плоскостью Земли, проходящей через точку места.

Данная система координат $OENH$ принимается за опорную горизонтальную систему координат $OX_\Gamma Y_\Gamma Z_\Gamma$ с горизонтальной плоскостью $OX_\Gamma Y_\Gamma$.

Относительно ее осей задается приборная (собственная) система координат x, y, z , связанная с направлением луча наземной антенны в ОПУ (рис. 1, *b*).



Здесь ось x направлена вдоль главного луча антенны, ось y – вдоль оси поворота антенны по углу высоты H , ось Z_Γ – в зенит (является осью поворота по углу азимута A). При этом угловые координаты положения луча наземной антенны в пространстве описываются углами азимута A и высоты H . На практике за начало отсчета угла азимута принимаются разные варианты, включая положение параллели точки места, положение ее меридиана и др.

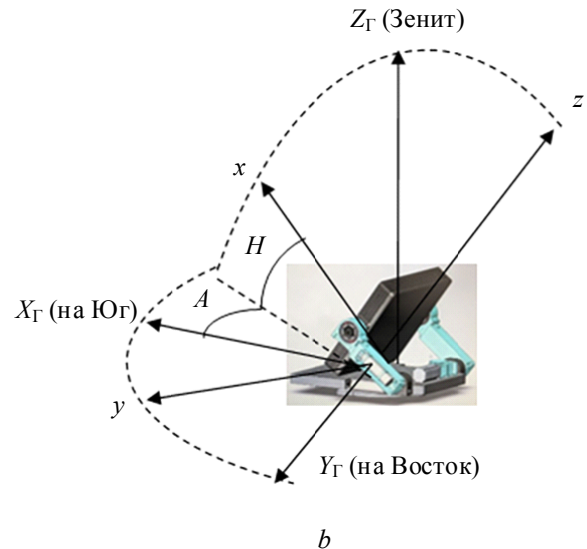


Рис. 1. Системы координат: *a* – абсолютная и географическая; *b* – приборная

Fig. 1. Coordinate systems: *a* - absolute and geographical; *b* - instrument system

Выставка углового направления главного луча наземной антенны на геостационарный спутник связи

Геостационарные спутники (GEO) вращаются вокруг Земли над экватором на высоте $h_{GEO} \approx 36\,000$ км от поверхности Земли, оставаясь неподвижными относительно наблюдателя в любой точке Земли. При этом радиус круговой орбиты спутника (42 164 км – расстояние от центра Земли) составляет $h_{GEO} + R_3$ (R_3 – радиус Земли, $R_3 = 6378$ км).

Для наземного наблюдателя «видимые» над горизонтом спутники GEO располагаются на поясе Кларка, который образует в небе воображаемую дугу. Для северного полушария пояс Кларка простирается от точки на горизонте немного южнее юго-востока, поднимается до максимальной высоты прямо на юг, а затем достигает горизонта на несколько градусов южнее юго-запада.

Угловое положение спутников GEO определяется нулевым углом широты (на экваторе)

$\varphi_{GEO} = 0$ и заданным углом долготы $\lambda_{GEO} = \text{const}$ (при этом долгота геостационарного спутника совпадает с долготой точки субспутника на поверхности Земли).

Поскольку положение геостационарного спутника практически фиксировано относительно сферической поверхности Земли, все вычисления азимута и высоты луча антенны выполняются в земной системе координат с использованием широты и долготы земной антенны.

Приведем традиционно применяемые формулы для расчета углов (A , H), соответствующие типовому случаю модели горизонтальной установки ОПУ антенны.

Для этого с методической точки зрения сначала выполняют вспомогательный расчет, когда антенна расположена на той же долготе, что и геостационарный спутник: $\lambda_{KA} = \lambda_A$ (рис. 2, *a*). При этом по сравнению с другой долготой установки антенны угол высоты H направления радиолуча антенны на КА будет наибольшим.

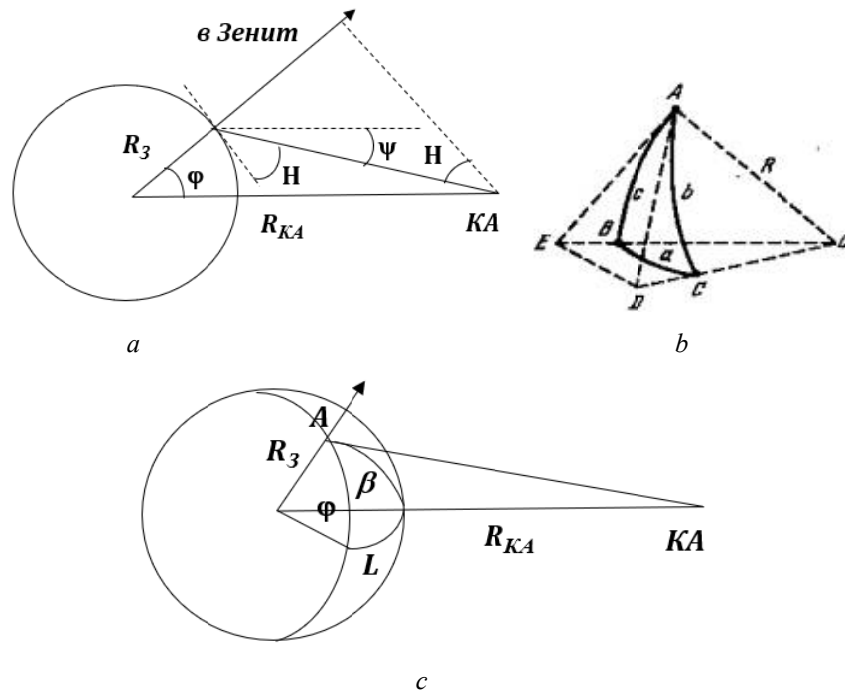


Рис. 2. Вспомогательные расчетные схемы: а – при $\lambda_{KA} = \lambda_A$; б – сферический треугольник; в – при $\lambda_{KA} \neq \lambda_A$

Fig. 2. Design schemes: a - at $\lambda_{KA} = \lambda_A$; b - spherical triangle; c - at $\lambda_{KA} \neq \lambda_A$

В технической литературе за начало отсчета угла азимута A в северном полушарии ($\varphi > 0$) часто выбирается направление на Северный Полюс: $A = 180^\circ$, а в южном полушарии ($\varphi < 0$) $A = 0$. Тогда в рассматриваемом случае $\lambda_{KA} = \lambda_A$ при $A = 180^\circ$ угол высоты будет рассчитываться по следующим вытекающим из рисунка 2, а, формулам:

$$\begin{aligned} H_{\max} &= 90^\circ - |\varphi| - |\psi|; \\ \operatorname{tg} \psi &= R_3 \sin \varphi / (R_{KA} - R_3 \cos \varphi), \end{aligned} \quad (3)$$

где φ – широта точки места антенны (на экваторе широта $KA = 0$); $R_3 = 6378$ км – радиус Земли; $R_{KA} = 42\,164$ км – радиус геостационарной орбиты спутника (радиус Земли + высота спутника над Землей); для геостационарного спутника $R_3/R_{KA} = 6378/42\,164 = 0,1513$.

При рассмотрении общего случая $L \equiv \lambda_{KA} - \lambda_A \neq 0$ различающихся углов долготы геостационарного КА и антенны зависимость (3) заменяют на следующую (см. рис. 2, а):

$$\operatorname{tg} H_{\max} = (R_{KA} \cos \varphi - R_3) / (R_{KA} \sin \varphi). \quad (4)$$

Кроме этого дополнительно применяются известные формулы расчета сферических треугольников (рис. 2, б):

$$\cos a = \cos c + \sin b \sin c \cos A;$$

$$\sin a \cos B = \sin c \cos b - \cos c \sin b \cos A;$$

$$\sin a / \sin A = \sin b / \sin B = \sin c / \sin C = \text{const.}$$

Так как в рассматриваемой схеме на рисунке 2, в, имеет место прямоугольный сферический треугольник, используется их упрощение при $A = \pi/2$:

$$\begin{aligned} \cos a &= \cos b \cos c; \quad \sin a \cos B = \sin c \cos b; \\ \sin a / \sin b &= 1 / \sin B \Rightarrow \operatorname{tg} b = \sin c \operatorname{tg} B. \end{aligned} \quad (5)$$

На основе (5) легко получить известные зависимости для углового расстояния β между антенной и подспутниковой точкой, а также для расчета углов азимута A и высоты H наведения луча:

$$\begin{aligned} \cos \beta &= \cos L \cos \varphi; \quad \operatorname{tg} A = \operatorname{tg} L / \sin \varphi; \\ L &= \lambda_{KA} - \lambda_A; \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} H &= [\cos \beta - (R_3 / R_{KA})] / \sin \beta = \\ &= [\cos L \cos \varphi - (R_3 / R_{KA})] / \sqrt{1 - \cos^2 L \cos^2 \varphi}, \end{aligned} \quad (7)$$

где расчетная схема для $\operatorname{tg} H$ получается аналогично выводу выражения (4), в котором следует заменить угол φ на угол β (см. рис. 2, а).

При этом расстояние R от антенны до спутника составит

$$R = R_{KA} \sqrt{1 + (R_3/R_{KA})^2 - 2(R_3/R_{KA}) \cos \beta} =$$

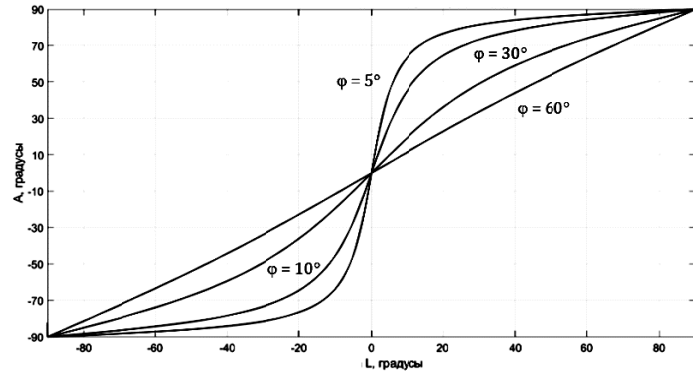
$$= R_{KA} \sqrt{1 + (R_3/R_{KA})^2 - 2(R_3/R_{KA}) \cos L \cos \varphi}.$$

В случае использования радиоизлучения с линейной поляризацией при расчетах условий радиоприема может потребоваться учет перекоса плоскости поляризации наземной антенны:

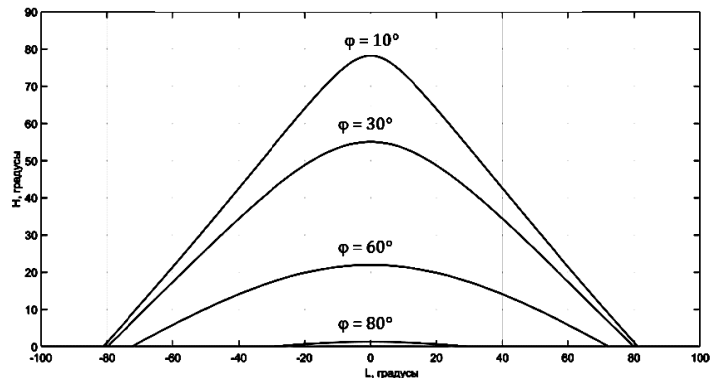
$$\chi = \arctg(\sin L / \tan \varphi).$$

Выполнение расчетов по приведенным формулам имеет смысл только для случаев $H > 0$ нахождения КА над горизонтом (при $H < 0$ спутник становится ненаблюдаемым, так как уходит ниже горизонта).

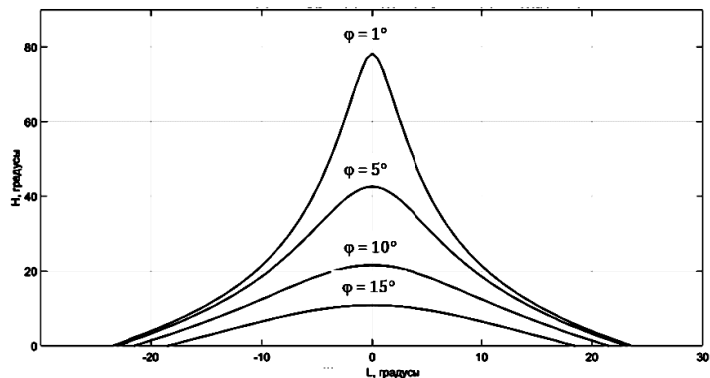
На рисунках 3, а–с, с помощью зависимостей (6), (7) показано влияние угла широты φ местонахождения наземной антенны, а также углового расхождения по углу долготы $L = \lambda_{KA} - \lambda_A$ на углы выставки луча антенны на геостационарные КА по углам азимута A и высоты H .



a



b



a

Рис. 3. Зависимости углов наведения наземной антенны на КА по углам азимута (a) и высоты для геостационарного (b) и низкоорбитального (c) КА

Fig. 3. Dependences of the pointing angles of the ground antenna on the spacecraft by the angles of azimuth (a) and altitude for geostationary (b) and low-orbit (c) spacecraft

На рисунке 3, а расчет угла азимута A выполнен по формуле (6)

$$\operatorname{tg} A = \operatorname{tg} L / \sin \varphi; \quad L = \lambda_{\text{КА}} - \lambda_A$$

для четырех значений угла широты $\varphi = 5, 10, 30, 60^\circ$, где направление на экватор (на Южный Полюс) выбрано за значение азимута $A = 0$. В свою очередь, рисунок 3, б, построен по формуле (7) для $R_3/R_{\text{КА}} = 0,1513$.

Таким образом, приведенные зависимости (6), (7) позволяют легко рассчитать выставку углового направления (A, H) главного луча наземной антенны в горизонтально установленном ОПУ с координатами (φ, λ_A) на геостационарный спутник связи, расположенный на долготе $\lambda_{\text{КА}}$.

Данную методику расчета в случае необходимости несложно обобщить и на редкие случаи негоризонтально установленного ОПУ. Здесь дополнительно потребуются ввести программный модуль пересчета углов ОПУ с помощью типовых преобразований систем координат по измерительным сигналам от соответствующих датчиков (например, от триэдра акселерометров).

Наведение главного луча перевозимой антенны на геостационарный спутник связи

При установке ОПУ на движущейся платформе (например, на автомобиле) в современных условиях востребованной становится задача удержания углового направления радиолуча наземной антенны на спутник GEO

При значительных поворотах автомобиля на почти горизонтальной трассе из-за достаточно широкого луча антенны часто можно ограничиться коррекцией наведения только по углу азимута. В этом случае будут справедливы ранее выписанные зависимости (6), (7), в которых при азимутальном управлении ОПУ следует дополнительно ввести компенсирующий поворот по азимуту $A_{\text{движ}}(t)$:

$$\operatorname{tg} H = \frac{\cos L \cos \varphi - (R_3/R_{\text{КА}})}{\sqrt{1 - \cos^2 L \cos^2 \varphi}} = \operatorname{const}; \quad (8)$$

$$A(t) = A_{\text{движ}}(t) + A_0, \quad \operatorname{tg} A_0 = \operatorname{tg} L / \sin \varphi,$$

где $L = \lambda_{\text{КА}} - \lambda_A$; φ – угол широты перемещаемой платформы; угол поворота автомобиля на горизонтальной плоскости $A_{\text{движ}}(t)$ измеряется отдельно (с помощью гироскопического датчи-

ка, или по карте дороги, или по видеокамере с привязкой к местности).

Только в некоторых случаях сложных неровных трасс для очень узкого луча антенны может потребоваться учет всех трех углов движущейся платформы: угла поворота (по углу рысканья), угла подъема или спуска (по углу тангажа) и угла бокового наклона (по углу крена).

Если в таких ситуациях применить отдельную гиросtabilизированную платформу установки ОПУ, тогда можно воспользоваться прежними зависимостями (8).

Иначе для узких лучей может потребоваться одновременное более сложное двухканальное наведение по углам азимута и высоты. В этом случае в последовательной схеме наведения сначала выполняется управление углом азимута A при значительных разворотах автомобиля на местности, а затем при необходимости корректируется угол высоты. На практике также применяется градиентная настройка углового направления луча антенны на спутник связи по силе принимаемого радиосигнала.

Начальная выставка углов луча стационарно установленной наземной антенны для захвата низкоорбитального спутника связи

Орбиты низкоорбитальных спутников (LEO) связи характеризуются повышенными угловыми скоростями движения, на порядок превышающими собственную угловую скорость вращения Земли.

Поэтому в отличие от ранее рассмотренных геостационарных спутников угловое движение спутника LEO относительно наземной антенны будет описываться изменяемыми во времени угловыми функциями широты $\varphi_{\text{КА}}(t)$ и долготы $\lambda_{\text{КА}}(t)$.

При этом захват сигнала от низкоорбитального спутника возможен после его появления над горизонтом (при $H > 0$). Направление на эту область естественно задавать своими углами $(\varphi_{\text{КА}}, \lambda_{\text{КА}})$.

В такой постановке задачи можно воспользоваться прежними вспомогательными расчетными схемами на рисунке 2. В них, как и ранее, следует принять $L = \lambda_{\text{КА}} - \lambda_A$, но широту φ относительно экватора заменить на разность широт: $\Delta\varphi = \varphi - \varphi_{\text{КА}}$. После этого можно применить формулы (6), (7) с соответствующей подстановкой выбранной высоты орбиты: $R_3/R_{\text{КА}} = 6378 \text{ км} / (6378 \text{ км} + h_{\text{LEO}} \text{ км})$.

Сопровождение главным лучом стационарно установленной наземной антенны низкоорбитального спутника связи

Характер изменения функций углов азимута во времени и высоты $A(t)$, $H(t)$ при отслеживании лучом антенны движения низкоорбитального спутника связи на радиовидимом участке орбиты (при $H > 0$) наиболее наглядно представить для частного случая экваториальной орбиты (для орбиты с углом наклона $i = 0$). Для него будут справедливы ранее приведенные зависимости (6), (7), к которым следует добавить изменение во времени угла долготы КА:

$$\begin{aligned} L(t) &= \lambda_{\text{КА}}(t) - \lambda_A; \quad \text{tg } A(t) = \text{tg } L(t) / \sin \varphi; \\ \text{tg } H(t) &= [\cos L(t) \cos \varphi - \\ & - (R_3/R_{\text{КА}})] / \sqrt{1 - \cos^2 L(t) \cos^2 \varphi}; \\ \lambda_{\text{КА}}(t) &= (\Omega_{\text{КА}} + \Omega_3)(t - t_0) \approx \Omega_{\text{КА}}(t - t_0), \end{aligned} \quad (9)$$

где изменение угла $\lambda_{\text{КА}}(t)$ происходит примерно с угловой скоростью (1) вращения спутника относительно Земли (знак «плюс» соответствует противоположным направлениям вращения КА и Земли, знак «минус» – при их совпадающих направлениях); t_0 – начало отсчета во времени.

Обобщим этот результат на общий случай низкой круговой орбиты с заданным углом наклона i .

В первой методике расчета пренебрежем для простоты вкладом собственного вращения Земли, так как время одного оборота спутника LEO составляет менее 2 часов, а период обращения Земли – 24 часа. Тогда в приведенных выше расчетных формулах (6), (7) и на рисунке 2 плоскость орбиты с произвольным углом наклона i можно условно принять за «новую» плоскость экватора. В этом случае для применения зависимостей (9) потребуется предварительно преобразовать исходную сетку «широта φ – долгота λ » на поверхности Земли к новой сетке «условная широта Ψ – условная долгота Λ ». Здесь условная широта Ψ задается как постоянный угол отстройки местоположения антенны от плоскости орбиты КА, а изменение во времени угла условной долготы следует принимать в прежнем виде: $\Lambda_{\text{КА}}(t) \approx \Omega_{\text{КА}}(t - t_0)$ с соответствующим выбором начала отсчета t_0 .

В такой постановке задачи при задании в (9) функции отстройки по долготе $L(t) \approx \Omega_{\text{КА}}(t - t_0) - \lambda_A$ на рисунке 3 показаны

получающиеся функции изменения углов наведения по азимуту (рис. 3, а) высоте (рис. 3, с) для случая высоты орбиты 585 км ($R_3/R_{\text{КА}} = 6378/(6378 + 585) = 0,916$) и разных углов условной широты расположения антенны $\varphi \equiv \Psi$. При этом расчет угла высоты H антенны выполнен на рисунке 3, с, для четырех значений $\varphi = 1, 5, 10$ и 15° , которые в данном случае интерпретируются как угловая отстройка места установки антенны (относительно центра Земли) от плоскости орбиты КА.

Видно, что такая методика расчета функций изменения углов азимута и высоты при сопровождении низкоорбитального КА удобна для задания требований к соответствующим управляющим электродвигателям ОПУ. Так, например, диапазон изменения L на графиках рисунка 3, с, указывает на угловой сектор радиовидимости КА над горизонтом. Здесь он оценивается примерно в 40 угл. град, что составляет $40/360 = 1/9$ часть от периода (1) обращения спутника $T_{\text{об}} = 2\pi/\omega_{\text{КА}}$.

В то же время на практике для выполнения сеансов радиосвязи более удобно применять вторую методику расчета. В ней для получения рабочих расчетных формул для углов $A(t)$, $H(t)$ при произвольном расположении плоскости низкой орбиты используются прежние вспомогательные расчетные схемы, изображенные на рисунке 2. Дополнительно в них одновременно учитывается изменение во времени разности углов долготы и широты спутника и антенны:

$$L(t) = \lambda_{\text{КА}}(t) - \lambda_A; \quad \varphi \leftrightarrow \Delta\varphi(t) = \varphi - \varphi_{\text{КА}}(t).$$

В результате вместо (9) будем иметь

$$\begin{aligned} \text{tg } A(t) &= \text{tg } L(t) / \sin \Delta\varphi(t); \\ \text{tg } H(t) &= [\cos L(t) \cos \Delta\varphi(t) - \\ & - (R_3/R_{\text{КА}})] / \sqrt{1 - \cos^2 L(t) \cos^2 \Delta\varphi(t)}, \end{aligned} \quad (10)$$

где функции $\varphi_{\text{КА}}(t)$, $\lambda_{\text{КА}}(t)$ перемещения подспутниковой точки выбранного КА можно взять из соответствующего альманаха.

Так как угловой сегмент радиовидимости низкоорбитального спутника связи достаточно мал, можно приближенно аппроксимировать функции $\varphi_{\text{КА}}(t)$, $\lambda_{\text{КА}}(t)$ условно линейными зависимостями, построенными по выбранным значениям (φ, λ) начала и конца видимого над горизонтом участка траектории КА. В результа-

те получаются похожие зависимости (как на рис. 3 *a, c*), но с более сложным пояснением координатных осей, поэтому они в статье не приводятся.

Наведение главного луча перевозимой антенны на низкоорбитальный спутник связи

В этом случае можно повторить варианты постановки похожих задач, которые были описаны ранее.

Так, для удержания эффективного канала радиосвязи во время движения автомобиля (или другой перемещаемой платформы) в большинстве случаев будет достаточно ограничиться дополнительной коррекцией наведения по углу азимута. В этом случае в первом уравнении (10) следует ввести компенсирующий поворот ОПУ по углу азимута $A_{\text{движ}}(t)$:

$$A(t) = A_{\text{движ}}(t) + A_0(t);$$

$$\text{tg } A_0(t) = \text{tg } L(t) / \sin \Delta\varphi(t),$$

где азимутальный угол поворота автомобиля $A_{\text{движ}}(t)$ потребуется измерять отдельным изме-

рительным средством (например, гироскопом или другой измерительной системой).

Только в некоторых ситуациях при движении автомобиля по сильно пересеченной местности, когда на угловое положение узкого луча антенны уже будут существенно влиять углы рысканья (повороты), тангажа (подъема или спуска) и крена (угла бокового наклона), может потребоваться двухканальное наведение луча антенны одновременно по углам азимута и высоты.

При этом надо учитывать, что ширина главного луча (по уровню половины мощности излучения) оценивается для наземных ФАР Starlink (рис. 4, *a*) для диапазонов Ku и Ka в пределах от трех до пяти угловых градусов. Примерно такую же ширину главного луча в зависимости от диаметра отражателя имеют параболические антенны (рис. 4, *b*) с механическим наведением на КА для диапазонов Ku и C. В то же время ширина главного луча направленных более низкочастотных антенн типа волнового канала (рис. 4, *c*) для диапазона 230...280 МГц значительно шире [25]. Поэтому для них отдельный канал наведения по углу высоты может не потребоваться.

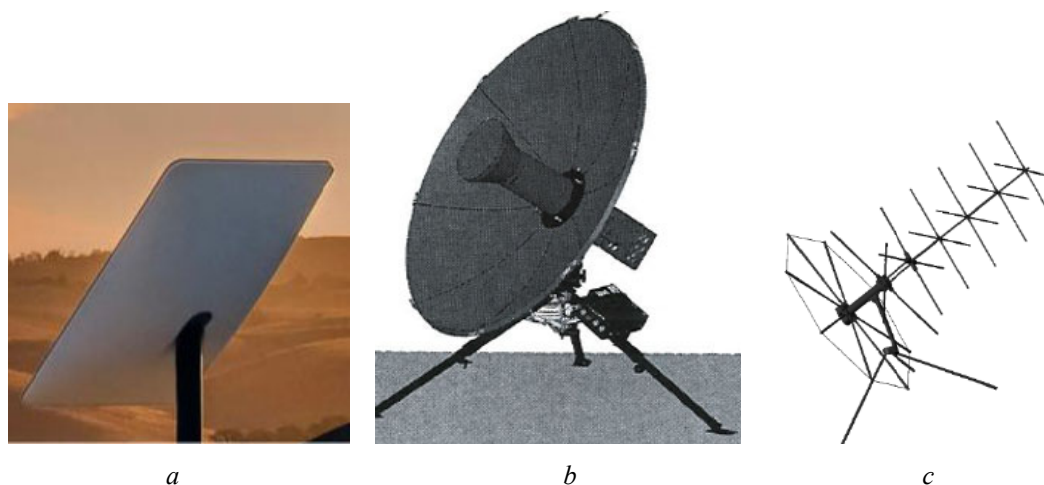


Рис. 4. Наземные антенны для спутниковой связи: Starlink (*a*), параболическая (*b*) и типа волнового канала (*c*)

Fig. 4. Antennas for Satellite Communications: Starlink (*a*), parabolic (*b*) and wave channel (*c*)

Выводы

Рассмотренные в статье режимы угловой выставки главных радиолучей наземных антенн на геостационарные и низкоорбитальные спутники связи позволяют разработчикам ОПУ правильно задать исходные требования к проектированию опорно-поворотного устройства антенны, обеспечивающего эффективное ее наведение на спутник связи по углам азимута и высоты.

Для этого приведена соответствующая методическая основа для следующих типовых вариантов использования наземных антенн космической радиосвязи: угловая выставка радиолуча антенны на выбранный геостационарный спутник связи; угловая выставка луча антенны на зону радиозахвата сигнала низкоорбитального спутника; сопровождение низкоорбитального спутника связи стационарно установленной наземной антенной; удержание направления луча

антенны на выбранные геостационарные или низкоорбитальные спутники связи при перемещении антенны на автомобиле или другой подвижной платформе.

Выписанные зависимости позволяют разработчику опорно-поворотного устройства согласовать ширину главного луча антенны с требованиями ее наведения на спутники связи по углам азимута и высоты.

Для геостационарных спутников приведенные иллюстративные графические результаты расчетов позволяют сразу выполнить угловую выставку луча антенны на направление спутника.

То же справедливо и для задач начального радиозахвата низкоорбитальных спутников. Для последующего этапа их сопровождения в области радиовидимости основную роль начинает играть управление ОПУ по углу азимута. При этом диапазон управления ОПУ по углу высоты сильно зависит от угловой отстройки местоположения наземной антенны от плоскости орбиты низкоорбитального спутника. Так, при углах отстройки более 20 угл. град управление по углу высоты может не потребоваться даже для направленных антенн.

Особую значимость эффективное управление по углу азимута приобретает в режимах обеспечения радиосвязи с низкоорбитальным КА при движении антенны на автомобиле.

В целом приведенные методики расчета функций изменения углов азимута и высоты для разных ситуаций и режимов сопровождения низкоорбитальных КА позволяют правильно задать требования к скоростям и диапазонам изменения углов азимута и высоты с помощью соответствующих управляющих электродвигателей ОПУ.

Библиографические ссылки

1. Yung K.L., Ip A.W.H., Fatos Xhafa, Tseng K.K. (2022) IoT and Spacecraft Informatics (Aerospace Engineering). Elsevier, 376 p.
2. Стрелец В. Перспективы спутниковой связи в свете решений ВКР-2019 // Электросвязь. 2020. № 2. С. 5–9.
3. Храмов В. Ю., Чепурнов П. А. Состояние и перспективы развития систем спутниковой связи тактического звена управления США и стран НАТО // Информация и космос. 2016. № 2. С. 22–26.
4. Анализ развития систем спутниковой связи ведущих зарубежных стран с космическими аппаратами на геостационарной орбите на период до 2025 года / П. А. Чепурнов, А. В. Петриченко, Р. С. Яковлев, А. Н. Мишуков // Информация и космос. 2020. № 3. С. 34–41.
5. Меньшикова Л. В., Найденова Д. М. Пропускная способность сети спутниковой связи с космическим сегментом – геостационарным искусственным спутником Земли // Информационно-технологический вестник. 2022. № 3. С. 89–106.
6. Меньшикова Л. В., Найденова Д. М. Мониторинг радиочастотного спектра сети спутниковой связи, охватывающей всю территорию Российской Федерации: особенности практики территориально распределенного решения // Информационно-технологический вестник. 2022. № 4. С. 119–135.
7. Щеглов Г. А., Таратонкина В. С. Оценка проектных параметров группировки информационных спутников IoT 5G // Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. Вып. 7.
8. Щеглов Г. А., Таратонкина В. С. Оценка проектных параметров группировки спутников интернета вещей на предельно низких орбитах // Инженерный журнал: наука и инновации. 2024. Вып. 8. С. 1–15.
9. Qu Z., Zhang G., Cao H., Xie J. (2017) LEO Satellite Constellation for Internet of Things: IEEE Access. Vol. 5, pp. 18391–18401.
10. Чепурнов П. А., Мишуков А. Н., Яковлев Р. С. Общая описательная модель низкоорбитальной многоспутниковой системы широкополосной связи ONEWEB // Информация и космос. 2022. № 3. С. 46–56.
11. Agbo S., Sadiku M. (2017) Principles of Modern Communication Systems. Prairie View A & M University, 2017.
12. Спутниковые системы связи и вещания // Радиотехника. 2015. Вып. 2. 330 с.
13. Силантьев А. А. Оценка отношения сигнал/шум в спутниковых системах связи // Журнал радиоэлектроники. 2015. С. 2–3.
14. Фокин Г. А. Обзор моделей радиоканала связи с беспилотными летательными аппаратами // Труды учебных заведений связи. 2018. Т. 4, № 4. С. 85–101.
15. Проблемы создания антенн с электрическим сканированием луча для абонентских терминалов спутниковых систем связи в Ku- и Ka-диапазонах / Анпилогов В. Р. [и др.] // Первая миля. 2019. № 3. С. 16–27.
16. Анпилогов В. Р. О серийности и себестоимости абонентских терминалов спутниковой системы широкополосного доступа // Технологии и средства связи. 2023. № S1. С. 36–41.
17. Зинкин С. В. Теоретические обоснования методов снижения ближнего бокового излучения антенн для земной станции спутниковой связи // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2024. Т. 27, № 2. С. 70–75. DOI: 10.22213/2413-1172-2024-2-70-75
18. Звонарев И. С., Караваяев Ю. Л. Нейросетевой алгоритм обучения мобильного робота в задаче следования за целью // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2024. Т. 27, № 2. С. 4–14. DOI: 10.22213/2413-1172-2024-2-4-14
19. George Sebestyen, Steve Fujikawa, Nicholas Gallassi, Alex Chuchra (2018) Low Earth Orbit Satellite Design. Springer, 313 p.

20. Урличич Ю. М. Анализ низкоорбитальных спутниковых систем широкополосного доступа на примере развития Starlink // *Электросвязь*. 2024. № 7. С. 14–19.

21. Верба Б. П., Мосунов Д. Г., Шишаков К. В. Проектирование антенны диапазона 230...280 МГц: моделирование основных параметров, исследование ШСУ различных типов // *Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова*. 2018. № 3. С. 149–154.

References

1. Yung K.L., Ip A.W.H., Fatos Xhafa, Tseng K.K. (2022) IoT and Spacecraft Informatics (Aerospace Engineering). Elsevier, 376 p.
2. Strelets V. (2020) [Prospects for satellite communications in the light of the decisions of the WRC-2019]. *Elektrosvyaz*, no. 2, pp. 5-9 (in Russ.).
3. Khranov V.Yu., Chepurnov P.A. (2016) [Status and Prospects for the Development of Satellite Communication Systems of the Tactical Control Level of the USA and NATO Countries]. *Informaciya i kosmos*, no. 2, pp. 22-26 (in Russ.).
4. Chepurnov P.A., Petrichenko A.V., Yakovlev R.S., Mishukov A.N. (2020) [Analysis of the development of satellite communication systems of leading foreign countries with spacecraft in geostationary orbit for the period up to 2025]. *Informaciya i kosmos*, no. 3, pp. 34-41 (in Russ.).
5. Menshikova L.V., Naydenova D.M. (2022) [Bandwidth of the satellite communication network with the space segment - geostationary artificial Earth satellite]. *Informacionno-tekhnologicheskij vestnik*, no. 3, pp. 89-106 (in Russ.).
6. Menshikova L.V., Naydenova D.M. (2022) [Monitoring of the radio frequency band of the satellite communication network: features of the practice of the Russian Federation territory dispersed solution]. *Informacionno-tekhnologicheskij vestnik*, no. 4, pp. 119-135 (in Russ.).
7. Shcheglov G.A., Taratonkina V.S. (2023) [Evaluation of design parameters of the constellation of IoT 5G information satellites]. *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii*, is. 7 (in Russ.).
8. Shcheglov G.A., Taratonkina V.S. (2024) [Assessment of the design parameters of the grouping of Internet of Things travelers in extremely low orbits]. *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovacii*, is. 8, pp. 1-15 (in Russ.).
9. Qu Z., Zhang G., Cao H., Xie J. (2017) LEO Satellite Constellation for Internet of Things: IEEE Access. Vol. 5, pp. 18391-18401.
10. Chepurnov P.A., Mishukov A.N., Yakovlev R.S. (2022) [General descriptive model of the low-orbit multisatellite broadband system ONEWEB]. *Informaciya i kosmos*, no. 3, pp. 46-56 (in Russ.).
11. Agbo S., Sadiku M. (2017) Principles of Modern Communication Systems. Prairie View A & M University.
12. Pod'ezdkov Yu.A. (ed.). (2015) [Satellite communication and broadcasting systems]. *Radiotekhnika*, Iss. 2, 330 p. (in Russ.).
13. Silantev A.A. (2015) [Assessment of the Signal-to-Noise Ratio in Satellite Communication Systems]. *Zhurnal radioelektroniki*, pp. 2-3 (in Russ.).
14. Fokin G.A. (2018) [Survey of radio communication channel models for unmanned aerial vehicles]. *Trudy uchebnykh zavedenij svyazi*, vol. 4, no. 4, pp. 85-101 (in Russ.).
15. Anpilov V.R. (2019) [Problems of creating antennas with electric beam scanning for subscriber terminals of satellite communication systems in the Ku- and Ka-bands]. *Pervaya milya*, no. 3, pp. 16-27 (in Russ.).
16. Anpilov V.R. (2023) [On the Seriality and Cost of Subscriber Terminals of the Satellite Broadband Access System]. *Tekhnologii i sredstva svyazi*, no. S1, pp. 36-41 (in Russ.).
17. Zinkin S.V. (2024) [Theoretical Substantiation of Methods for Reducing the Near-Side Radiation of Antennas for an Earth Satellite Communication Station]. *Vestnik IzhGTU imeni M.T. Kalashnikova*, vol. 27, no. 2, pp. 70-75. DOI: 10.22213/2413-1172-2024-2-70-75 (in Russ.).
18. Zvonarev I.S., Karavaev Yu.L. (2024) [Neural Network Algorithm for Training a Mobile Robot in the Task of Following a Target]. *Vestnik IzhGTU imeni M.T. Kalashnikova*, vol. 27, no. 2, pp. 4-14. DOI: 10.22213/2413-1172-2024-2-4-14 (in Russ.).
19. George Sebestyen, Steve Fujikawa, Nicholas Galassi, Alex Chuchra (2018) Low Earth Orbit Satellite Design. Springer, 313 p.
20. Urlichich Y.M. (2024) [Analysis of low-orbit satellite broadband access systems on the example of Starlink development]. *Elektrosvyaz*, no. 7, pp. 14-19 (in Russ.).
21. Verba B.P., Mosunov D.G., Shishakov K.V. (2018) [Design of an antenna in the 230-280 MHz range: modeling of the main parameters, study of mine control systems of various types]. *Vestnik IzhSTU*, no. 3, pp. 149-154 (in Russ.).

Pointing a Ground Antenna at a Circular Orbit Communications Satellite

I.O. Malyshonkov, Post-graduate, Kalashnikov ISTU, Izhevsk, Russia

K.V. Shishakov, DSc in Engineering, Professor, MIREA - Russian Technological University, Moscow, Russia

A.V. Saveliev, DSc in Engineering, Professor, St. Petersburg Institute of International Economic Relations, Economics and Law, St. Petersburg, Russia

Two complementary processes of radio antenna main narrow beam pointing to the selected communications satellite are considered: the initial angular beam setting in the direction of the satellite and its beam tracking in order to improve the conditions of radio communication. A rotary support device with control by two angular coordinates: azimuth angle and altitude angle, was chosen as a platform to mount the antenna. At the same time, the rotary support

mounting can be carried out both on a resting and on a moving ground platform. The geostationary and low-orbit satellite options were chosen as the communications satellite. As a result, calculation formulae have been obtained and discussed to ensure the following important and frequently encountered in practice modes of ground antenna-pointing at communications satellites with a circular orbit: setting the angular direction of the ground antenna main beam to a geostationary communications satellite; pointing the transported antenna main beam to the geostationary communication satellite; initial exposure of the angular direction of a stationary ground antenna beam for the acquisition of a low-orbit communications satellite; pointing the main beam of a stationary ground antenna at a moving low-orbit communications satellite; pointing the transported antenna main beam to a low-orbit communications satellite. At the same time, the known dependencies corresponding to the mode of non-guidance of the antenna support and rotary device on the geostationary communications satellite were chosen as the basic mathematical model. The introduction of appropriate substitutions made it possible to be generalized to all other listed pointing modes. The article provides some illustrative calculations to get an initial idea of the requirements for the pointing system. In general, the disclosure of the article material is carried out from the point of view of a rotary support device developer interested to implement effective antenna pointing at a communications satellite at the angles of azimuth and altitude.

Keywords: antenna beam pointing, rotary support, control by azimuth and altitude angles, geostationary satellite, low-orbit communications satellite.

Получено 03.04.2025

Образец цитирования

Малышонков И. О., Шишаков К. В., Савельев А. В. Наведение наземной антенны на спутник связи с круговой орбитой // Вестник ИжГТУ имени М. Т. Калашникова. 2025. Т. 28, № 2. С. 76–87. DOI: 10.22213/2413-1172-2025-2-76-87

For Citation

Malyshonkov I.O., Shishakov K.V., Saveliev A.V. (2025) [Pointing a Ground Antenna at a Circular Orbit Communications Satellite]. *Vestnik IzhGTU imeni M.T. Kalashnikova*, vol. 28, no. 2, pp. 76-87. DOI: 10.22213/2413-1172-2025-2-76-87 (in Russ.)